

第 37 回
流力騒音シンポジウム
概要集

平成 29 年 12 月 11 日 (月)

於 東京大学工学部 12 号館 JAXA 大会議室

日本機械学会流体工学部門

第 37 回 流力騒音シンポジウム講演プログラム

日本機械学会 流体工学部門
平成 29 年 12 月 11 日(月)
於 東京大学工学部 12 号館
JAXA 大会議室

- 13:30 ~ 13:40 開会
- 13:40 ~ 14:10 「マッシュ関数を用いた非コンパクトグリーン関数(改訂版)」
秋下 貞夫(立命館大学)
- 14:10 ~ 14:40 「キャピティ・パイプシステム内の音響局在モードの解析」
ランジェム ミカエル(山形大学), 中野 政身(東北大学)
- 14:40 ~ 15:10 「航空機用ジェットエンジンのファン騒音について」
楠田 真也(IHI)
- 15:10 ~ 15:40 「二次元直線翼列より発生する広帯域騒音の実験」
小池 裕司, 渡辺 紀徳, 姫野 武洋, 鶴沢 聖治(東京大学)
- 15:40 ~ 16:00 休憩
- 16:00 ~ 16:30 「エンジン騒音の研究活動紹介」
石井 達哉, 長井 健一郎, 生沼 秀司, 榎本 俊治(JAXA)
- 16:30 ~ 17:00 「非定常解析を用いた航空機高揚力装置スラットの低騒音化配置の検討」
雨宮 和久(ASIRI), 村山 光宏, 山本 一臣(JAXA),
平井 亨, 田中 健太郎(菱友システムズ), 池田 友明(JAXA)
- 17:00 ~ 17:30 「JAXA 実験用航空機「飛翔」を用いた機体騒音低減技術の飛行実証」
高石 武久, 山本 一臣, 村山 光宏, 横川 諱, 伊藤 靖, 有菌 仁, 坂井 玲太郎,
香西 政孝, 少路 宏和(JAXA), 熊田 俊行, 島田 彰久(住友精密工業), 上野 陽亮,
磯谷 和秀, 土本 雄大, 葉山 賢司(川崎重工業)
- 17:30 ~ 17:40 閉会
- 18:00 ~ 20:00 懇親会 於 工学部 12 号館 JAXA 中会議室

題目：マシユ関数を用いた非コンパクトグリーン関数（改訂版）

氏名（所属）： 秋下 貞夫 （立命館大・理工学部）

内容：（1）狙いと目的：本研究に関連する何度かの発表の中で、今回は従来と異なるマシユ関数の応用を提案する。その狙いはコンパクト要素 kl 小の領域に適合する関数形を提案し、M.S.Howe のコンパクトグリーン関数と比較することである。

（2）新しいマシユ関数：Helmholtz equation $(\nabla^2 + k^2)\Phi(x, y, \omega) = 0$ を楕円柱座標系 (u, v, w) で満す関数は u 大の領域（遠方場）ではベッセル関数の積で表す関数形、例えば $(r = 1, 2, \dots)$ として次の式を得る。

$$J_{ee}(u, q, n) = \sqrt{\frac{\pi}{2}} \frac{(-1)^r}{A_{ee}^{(0)}(q, n)} \sum_{j=0}^N (-1)^j A_{ee}^{(2j)}(q, n) J_j(v_1) J_j(v_2), \quad v_1 = \sqrt{q} \exp(-u), \quad v_2 = \sqrt{q} \exp(u) \quad (1)$$

この代わりに kl, u 小の領域でベッセル関数の1次関数形、例えば J_{ee} に対応して McLachlan によれば、

$$C_{ee}(u, q, n) = \frac{ce_{2n}(\pi/2, q)}{A_{ee}^{(0)}(q, n)} \sum_{j=0}^N (-1)^j A_{ee}^{(2j)}(q, n) J_{2j}(2k \cosh u) \quad (2)$$

と表す。この関数形は kl, u 小の領域での適合性から、非コンパクトグリーン関数に対応すると考えられ、以下ではこれについての検証も行う。

（3）検証の結果：最初に従来の関数形(1)を適用する場合、観測点 $k|x|$ をどの程度大きくすべきかに関する検討を行い、 $k|x| = 15$ が平面波の表現に最適であることを突き止めた。結果の一部として図 2, 3 に指向性に関する Howe 理論との比較を行う。なお、座標系は図 1 に示すように翼後縁に原点を取ることを指摘する。図 2 は $kl=1$ を図 3 は $kl=5$ をそれぞれ示す。いずれも Howe は滑らかな曲線を取るが

本理論ではグリーン関数を級数展開形で表すために細かいローブを持つ曲線を避けられない。この場合の級数展開形はフーリエ級数展開と同じ意味を持ち有限次数で打ち切るときには滑らかな曲線とならない。ここでは $N=25$ で切り上げており、その影響がローブを持つ曲線として現れていると考える。

式 2 で表される新しいマシユ関数による計算結果は当日の発表で示す。

（4）今後の課題：（1）ここではいずれも翼表面剛体の境界条件を課しており、有限インピーダンスを導入し、有孔表面の影響を追究する。

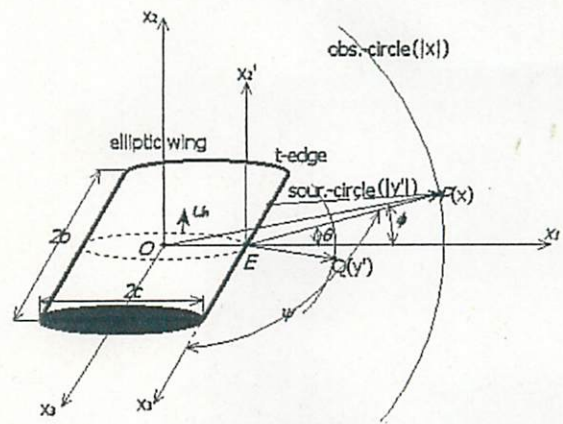


図1 座標系の定義

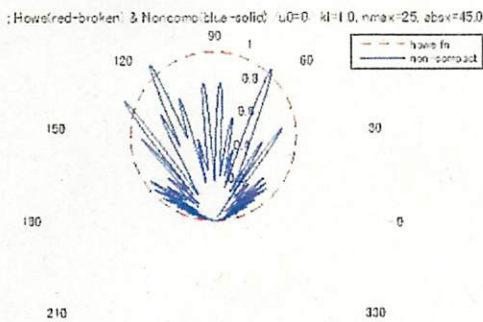


図2 指向性の比較($kl=1$)
実線；本理論，点線；Howe

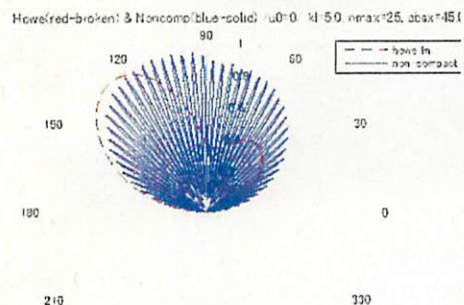


図3 指向性の比較 ($kl=5$)
実線；本理論，点線；Howe

第37回流力騒音シンポジウム講演

題目： キャビティ・パイプシステム内の音響局在モードの解析
Acoustic trapped modes in a cylindrical expansion chamber-pipe system

氏名 (所属)： ランジェム ミカエル (山形大学・工学部), 中野 政身 (東北大学・流体科学研究所)

内容：

This work is concerned with an analytical study of acoustic trapped modes in a cylindrical expansion chamber, placed in between two semi-infinite pipes acting as a waveguide. Trapped mode solutions are expressed in terms of Fourier-Bessel series, with the expansion coefficients determined from a determinant condition. The roots of the determinant, expressed in terms of the wavenumber k , correspond to trapped modes. In the case of a shallow cavity, in the sense that the cavity radius is only slightly larger than the pipe radius, asymptotic approximations for the coefficients of the determinant can be applied. The determinant then reduces to a simple form with four-rowed minors placed on a diagonal, enabling analytical evaluation and a proof of existence of trapped modes. Trapped modes exist only for circumferential mode numbers $m \geq 1$; they do not exist for the axisymmetric mode $m = 0$. For a shallow cavity and for low values of the circumferential mode number it is found that there is just one trapped mode in the allowable wave number domain $k_{\min} < k < k_{\max}$, and this mode is symmetric about a radial axis in the center of the cavity. Here, k_{\min} is the cutoff frequency for acoustic waves in the cavity and k_{\max} is the corresponding cutoff frequency in the pipes. In the numerical examples of the paper, the lowest values of these frequencies are taken, but trapped modes exist within pairs of higher cutoff frequencies as well. As the cavity is made more and more shallow, in the limit where the cavity radius approaches the pipe radius, the 'placement' of the trapped mode (in terms of the wavenumber k) moves towards k_{\max} . On the other hand, by increasing cavity depth (i.e. increasing cavity radius), the placement of the (initially) single trapped mode moves towards k_{\min} . This is accompanied by the appearance of an additional trapped modes which come into play from the vicinity of k_{\max} and, by increasing cavity radius, moves towards k_{\min} . Contrary to the first trapped mode, the second trapped mode is antisymmetric about a radial axis in the center of the cavity. When a third trapped mode comes into play, by increasing the cavity radius yet further, it is again symmetric, and it is expected that a fourth mode will again be antisymmetric, and so on. Increasing the circumferential mode number m has a similar effect. Increasing the length of the cavity has a similar effect as well, but to a lesser extent.

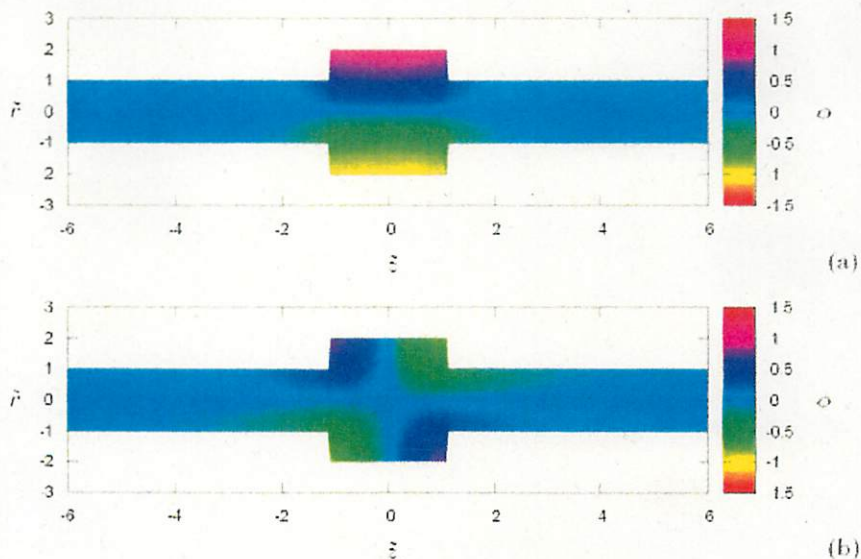


Figure 1. The velocity potential ϕ for trapped modes in a non-shallow.
(a) The z -symmetric trapped mode. (b) The z -antisymmetric trapped mode.

第37回流力騒音シンポジウム講演

題目： 航空機用ジェットエンジンのファン騒音について

氏名 (所属)： 楠田 真也 (株式会社 I H I)

内容：

図1のような動翼20枚、静翼30枚の航空機用エンジンのファンを対象とし、ファン騒音の音源検討のため CFD 解析を実施した。動翼部からの騒音源と静翼部からの騒音源を把握する事を目的に、CFD 解析は静翼有り (図2) と静翼無し (図3) の2つをモデル化した。計算条件が、着陸時 (Approach) の off design 回転数ため、動翼前縁から流れがはく離していることが図2、図3のエントロピーコンターから分かり、動翼部でははく離の様子を図4の赤い領域で示すと HUB 近傍および約 60%span 以上ではく離している様子が確認できる。

次に CFD で得られた静翼下流位置の音圧スペクトルを図5に示す。これより 1BPF (Blade passing Frequency) よりも高周波側では動翼+静翼モデルの方が広帯域騒音は大きくなっており、動翼でははく離により乱れた流れが静翼と干渉することにより発生していると考えられる。

また、BPF 成分の騒音も動翼+静翼モデルでは発生している。これは動翼 wake が静翼と干渉することにより発生していると考えられ、動翼20枚、静翼30枚の翼枚数では 1BPF の周方向ダクト内音響モードは-10となり、ダクト内を音波が伝播するカットオンモードとなる。そのため 1BPF 音が卓越した結果となっている。

本講演ではこのようなファン騒音について、実験結果を踏まえながら CFD 解析により得られた結果を報告する。

謝辞：本研究の一部 (ファン形態) は経済産業省の航空機・宇宙産業イノベーションプログラム・エネルギーイノベーションプログラムによる「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」の一環として独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) からの助成を受けて実施したものである。

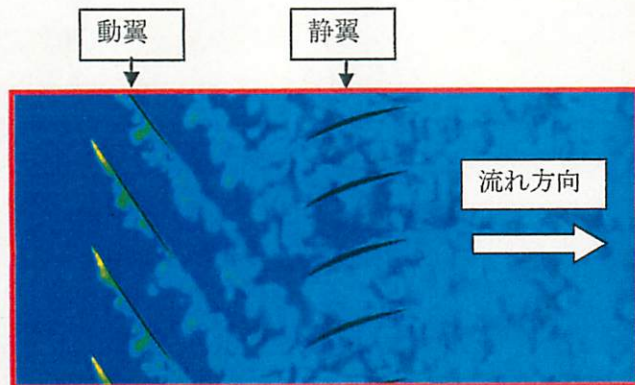


図2：動翼+静翼のCFD結果 (TIP 近傍 span)



図3：動翼単体でのCFD結果 (TIP 近傍 span)

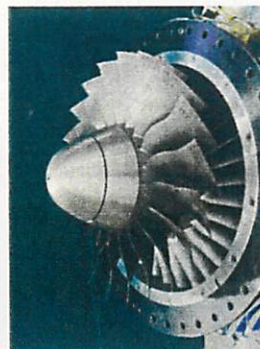


図1：計算対象のファンリグ



図4：動翼前縁のはく離の様子

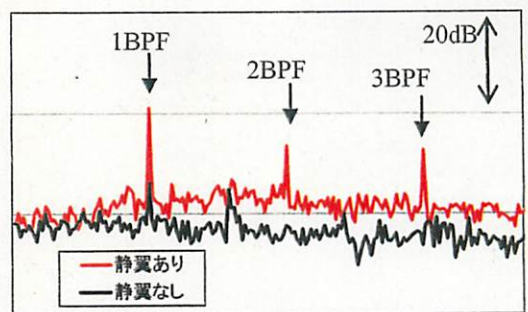


図5：ファン騒音スペクトル (静翼後方位置)

題目：二次元直線翼列より発生する広帯域騒音の実験

氏名（所属）：小池裕司，渡辺紀徳，姫野武洋，鶴沢聖治（東京大学）

ジェットエンジンなどのターボ機械においては、ファンの回転に伴い大きな空力騒音が発生するためその低減が重要な課題となっている。ファン広帯域騒音は幅広い周波数にわたって騒音のベースラインを決めるものであるが、発生機構の複雑さから現在まで対策がなされてこなかった。主に翼自身の境界層・翼端渦・翼根のコーナーフローなどの乱れ成分が後縁を通過する際に発生する騒音であり、様々な理論的、実験的研究が行われてものの、翼列で音響計測を行っている例は非常に少ない。本研究では複数の差動状態を模擬できる翼列風洞を無響室内に設計し目標とする広帯域騒音の計測を行うこと、また翼列より発生する騒音と翼後縁付近の流れ場との関連性を明らかにすることを研究の目的とした。

Figure1, 2に実験装置を示す。NACA65シリーズの翼型を5枚用いた直線翼列風洞であり、幅は72mm高さ100mmでマッハ数は0.1~0.45の範囲で運用し、主流の乱れ度は0.5%である。翼のコード長は24mmでレイノルズ数は $0.5\sim 2.0 \times 10^5$ であり、翼の流入インシデンスを変化させることで翼列負荷の調整を行った。尾板を用いることで下流部を整流し上流の一様性が保たれるように配慮した。翼列で発生した音は風洞中心翼から300mm離れた遠方場のマイクで計測を行い、FFTアナライザを用いて62.5Hz~50kHzの周波数領域で解析を行った。また後縁近傍の速度変動成分を調べるために熱線流速計測を行った。

Figure3にマイクロフォンで計測した音響スペクトルを示す。翼列のインシデンスは 6.2° である。発生した騒音を速度の6乗に応じて音圧レベルを規格化すると、3kHz~20kHzの範囲において周波数毎の音圧値とピーク位置が一致している。一方騒音の発生周波数が流速によって変化せず一定であることは翼列に特徴的な傾向と考えられる。Figure4には翼列上部の遠方場でマイクをトラバースし取得した音響マップを示す。音圧分布を見ると、中央翼位置を中心とし流れと垂直方向に強い指向性を持っていることが分かる。これらの結果より、発生騒音は固体壁面の圧力変動に起因する双極子音源であると考えられる。本発表では、異なるインシデンスでの計測結果についても発表を行う。

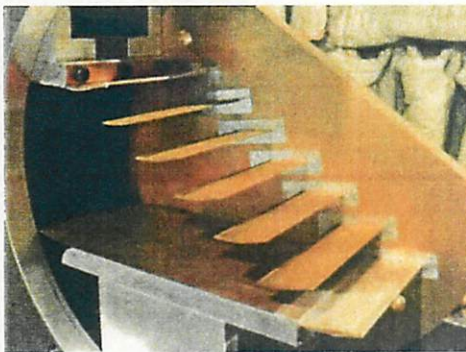


Fig.1 翼列風洞試験装置

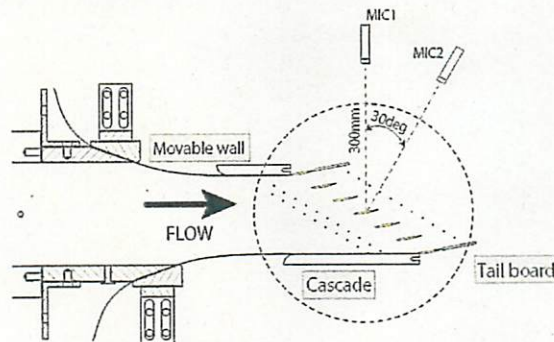


Fig.2 計測系概要図

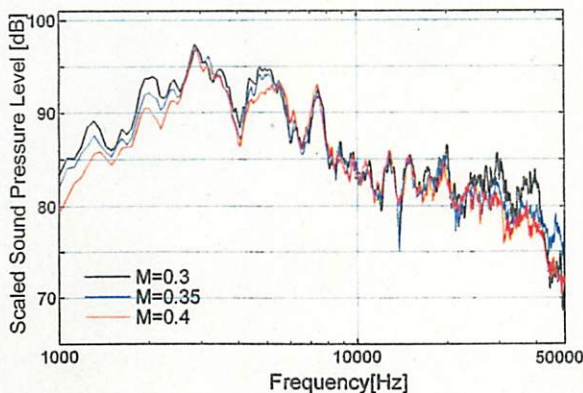


Fig.3 広帯域騒音(M=0.3~0.4 i=6.2deg)

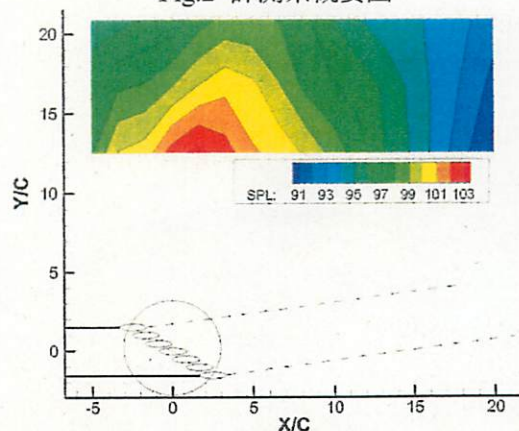


Fig.4 広帯域騒音指向性(M=0.4 i=6.2deg 3150Hz)

第37回流力騒音シンポジウム講演

題目：エンジン騒音の研究活動紹介

氏名（所属）：石井達哉（JAXA）、長井健一郎（JAXA）、生沼秀司（JAXA）、榎本俊治（JAXA）

内容：

JAXA 航空技術部門で行われている推進系音響のうち、航空エンジンに関する研究活動を紹介します。推進技術研究部門では、aFJR（advanced Fan Jet Research）と Green Engine の二つの事業を中心に基礎研究や実証研究をメーカー大学とともに実施している。

aFJR は、ファン空力性能と軽量化によってエンジンの燃費向上を目指している。その中の音響に関する研究課題は軽量吸音ライナである。従来のアルミハニカムサンドイッチ構造に比べて軽量で、音響性能を担保しつつ低コストの製造を見込んだ、樹脂の型成型を特徴とする吸音ライナの試作と試験を行ってきた。音響性能の評価のために、数値解析では孔空きセル周りの数値解析による吸音性能予測、実験では垂直入射管に加えてグレージング流中の吸音率計測に取り組んでいる。数値解析は孔部で発生する粒子速度に伴う損失を示唆し、実験結果とよい一致を見せている。グレージング流試験では、主流マッハ数 0.3 までの供試体（表面概寸法 60mm×300mm）のエネルギー散逸率を算出し、他所実験データとの比較により妥当性を調べた。併せて、インピーダンス推定を行い文献結果と比較している。

Green Engine では、実用化が見込まれる技術の検証と基礎研究を進めている。実用に近いジェット騒音低減技術として、低推力損失を見込むミキサノズル（IHI と共同研究してきたノッチノズル）を取り上げ、小型ターボファンエンジン（DGEN380）に適用した時の音響と性能の評価を行っている。DGEN380 は、ファン直径 350mm、推力 250daN の二軸ギアドファンエンジンである。2014 年の導入後、テストセル内での性能試験が行われており、2016 年から北海道鹿部町での屋外騒音試験に供されている。騒音試験では、ノッチノズルをコアノズル（概直径 200mm）に装着した場合、及びバイパスノズル（同 460mm）に装着した場合に得られるエンジン遠方場の騒音と推力等のエンジン性能を調べた。試験結果は 1dB 以上の騒音低減効果を示している。

本講演では、航空エンジンの騒音低減に関係する最近の研究活動を幾つか紹介する予定である。

第37回流力騒音シンポジウム講演

題目：非定常解析を用いた航空機高揚力装置スラットの低騒音化配置の検討

氏名(所属)：雨宮和久 (ASIRI), 村山光宏, 山本一臣 (JAXA), 平井亨, 田中健太郎 (菱友システムズ), 池田友明 (JAXA)

内容：

航空機の旅客輸送量は今後も増加を続け、それに伴い民間航空機の開発において離着陸時の騒音低減が強く求められている。近年のエンジン低騒音化に伴い、特にエンジンを絞る着陸進入時においては、高揚力装置や降着装置から発生する機体騒音がエンジン騒音を卓越する事もあり、今後の航空機設計において機体騒音を下げることが重要となってきた。特に離着陸時に最大揚力を増加させる高揚力装置スラットは機体騒音の主音源の一つとしてその低騒音化が求められている。

スラット近傍では、スラット下面側のカスプと呼ばれるスラットの下端で剥離した流れがせん断層を形成し、スラット後縁近傍のスラットコーブ部分に再付着する。再付着後、一方は後縁側に流れ、また一方はコーブ内に入れて再循環領域を形成する。そのカスプからのせん断層により広帯域騒音や複数の狭帯域騒音(以下、NBP)が発生し、また、スラット後縁からはカルマン渦を起因とした後縁騒音が発生する。

これまでのJAXAの風洞試験により広帯域騒音とNBPの騒音レベルは迎角が高くなるに伴い低くなる事が示されている。図1の非定常計算結果に示すように、高い迎角ほど再循環領域は狭くなり、それに伴い、図2のように、その遠方音場の騒音レベルは低くなる。それを踏まえると、再循環領域の大きさを小さくすることが低騒音化に繋がると期待される。

そこで、本発表では、スラットと主翼のオーバーラップを増加させる事によって再循環領域を狭くし、高迎角時のような流れ場を実現する方法を検討した結果を報告する。図3はそのようなスラット配置を変更した形状の渦度コンターである。狭い再循環領域が得られており、また図4に示されるように遠方音場の騒音レベルは大幅に低くなる結果が得られた。

このようにスラットの配置変更だけでも、騒音低減に効果があることが判明した。その一方で、空力性能に関しては、オーバーラップを増やすと最大揚力が低下する結果となってしまった。今後は、この結果を踏まえながら、高い空力性能と両立するスラット形状を探っていく予定である。

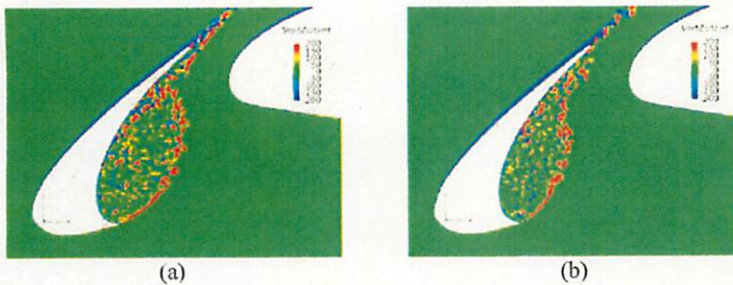


図1：ベース形状の渦度コンター。(a) 迎角 5.5 度、(b) 迎角 9.5 度。

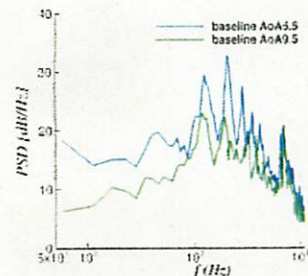


図2：ベース形状の遠方音場パワースペクトル。



図3：試行形状の渦度コンター。迎角 5.5 度。

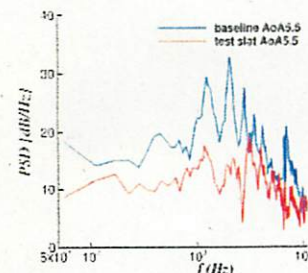


図4：ベース形状と試行形状の遠方音場パワースペクトル。

第37回流力騒音シンポジウム講演

題目：JAXA 実験用航空機「飛翔」を用いた機体騒音低減技術の飛行実証

氏名（所属）：高石武久^{*1}、山本一臣^{*1}、村山光宏^{*1}、横川譲^{*1}、伊藤靖^{*1}、有菌仁^{*1}、坂井玲太郎^{*1}、
香西政孝^{*1}、少路宏和^{*1}、熊田俊行^{*2}、島田彰久^{*2}、上野陽亮^{*3}、磯谷和秀^{*3}、土本雄大^{*3}、葉山賢司^{*3}
^{*1}JAXA、^{*2}住友精密工業、^{*3}川崎重工業

内容：

FUROH プロジェクトでは、2016 年秋と 2017 年秋に、JAXA 実験用航空機「飛翔」(Cessna 社製 Model 680 Citation Sovereign)を用いて、主脚とフラップの低騒音化技術の飛行実証試験を実施した。

石川県能登空港の着陸帯に、35m×35m の正方形のマイクロホンアレイ設置台を仮設し、台上に 195 本のマイクロホンから構成されるマイクロホンアレイを展開した。その上空 30~60m の高さを飛翔が通過する際の音を測定することで、低騒音化デバイスの有無による比較を行った。このうち本稿では、主脚に取り付けた低騒音化デバイスの効果を中心に報告する。2016 年の飛行試験では、主脚車間部に取り付けたパンチングメタル製のデバイスによって、直上通過時の主脚付近の騒音は 0.8-0.9dB 低減したものの、低周波数の音の寄与度が大きく、十分な低減効果が得られなかった。そこで、風洞試験と CFD を通じて設計の見直しを行い、主脚収納部の上流側にディフレクタを取り付けるなどの対策を行うことで、2017 年の飛行試験では、4.2-4.4dB の低減効果を得ることができた。



図1 2017年飛行試験形態(フラップを収納し、脚のみ展開した状態)

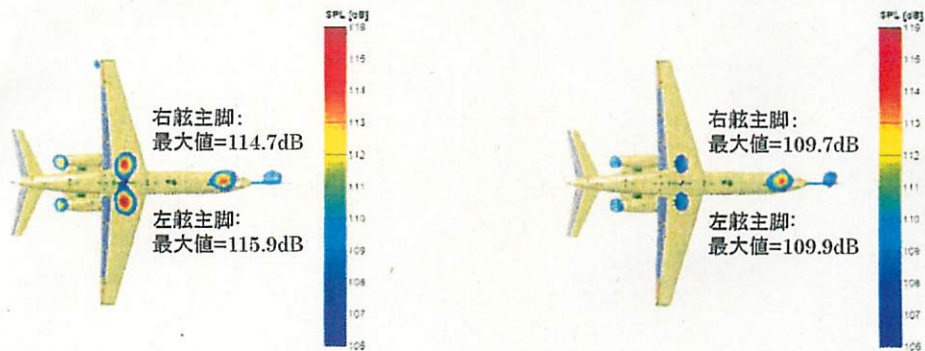


図2 直上通過時の音源分布@1.25kHz バンド(左：デバイスなし、右：デバイスあり)

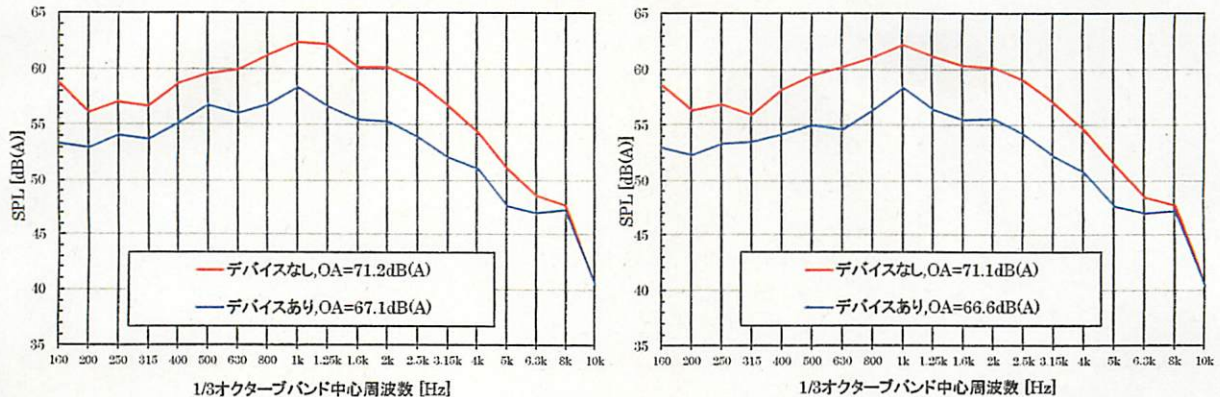


図3 直上通過時の主脚付近の音圧レベルの比較(左：左主脚付近、右：右主脚付近)